

多斜孔冷却火焰筒燃烧性能试验研究

刁瑶朋, 王少波

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要:为了保证高温升燃烧室火焰筒壁温,进行了多斜孔冷却火焰筒燃烧性能试验。通过对多斜孔冷却火焰筒和常规气膜冷却火焰筒的试验对比,研究了多斜孔冷却火焰筒的燃烧性能。研究表明:与常规气膜冷却火焰筒相比,多斜孔冷却火焰筒具有冷却空气量少、火焰筒壁温低和温度梯度小等优点;采用了多斜孔冷却方式的火焰筒,其温度场、燃烧效率、火焰筒壁温和慢车贫油熄火油气特性等燃烧性能均达到或超过了常规气膜冷却火焰筒的水平。

关键词:多斜孔冷却;火焰筒;燃烧性能;壁温;温度梯度;试验;航空发动机

中图分类号:V235.1

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2016.01.017

Experimental Study on Combustion Performance of Multiple Incline Holes Cooling Flame Tube

DIAO Yao-peng, WANG Shao-bo

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to guarantee flame tube wall temperature of high temperature rise combustor, the influence of the multiple incline holes cooling flame tube on combustor performance was investigated. This paper studied the combustion performance of the multiple incline holes cooling flame tube and the conventional film cooling flame tube. The results show that the multiple incline holes cooling flame tube has many merits, such as less cooling air, lower flame tube wall temperature and smaller temperature gradient, compared with the conventional film cooling flame tube. The results also show that the combustion performance of the multiple incline holes cooling flame tube match or exceed the conventional film cooling flame tube, including the combustor exit temperature profile, the combustion efficiency, the flame tube wall temperature and the idle blowout characteristics.

Key words: multiple incline holes cooling; flame tube; combustion; wall temperature; temperature gradient; test; aeroengine

0 引言

在航空发动机燃烧室中,燃油通过喷雾装置喷射进入火焰筒,油雾汽化后与高温高压空气发生剧烈的化学反应,最高的燃气温度可达 2450 K 左右,这时火焰筒壁面要承受很高的对流和辐射热负荷。在如此苛刻的条件下要维持火焰筒壁温以及温度梯度不能过大,以确保火焰筒能够可靠的工作和具有足够长的使用寿命,是航空发动机燃烧室设计面临的严峻挑战。

军用和民用航空发动机燃烧室的发展趋势分别是高温升和低污染。二者都需要大幅度提高用于参加燃烧的空气分配比例,因此减少火焰筒的冷却空气分配比例是必然趋势。而为了提高航空发动机的循环效

率,压气机的增压比和燃烧室进口空气温度将大幅度提高,用于火焰筒冷却空气的品质下降。这些给火焰筒冷却带来很大困难^[1-3]。因此,火焰筒冷却技术在先进航空发动机的发展中发挥着越来越重大的作用。

如何在更少的冷却空气量和更高的冷却空气温度下可靠有效地冷却火焰筒是非常重要的且迫切需要解决的问题。近年来,发展了 1 种多斜孔冷却技术,与常规的气膜冷却相比,多斜孔冷却技术具有冷却空气量少、火焰筒壁温低和温度梯度小等优点。但将该技术应用于火焰筒时会出现很多新问题,需要开展对应的应用研究。

本文以某型发动机燃烧室为研究平台,对比研究了多斜孔冷却技术与常规气膜冷却技术在火焰筒上

收稿日期:2015-07-30

基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:刁瑶朋(1982),男,硕士,工程师,从事燃烧室设计工作;E-mail:108638231@qq.com。

引用格式:刁瑶朋,王少波.多斜孔冷却火焰筒燃烧性能试验研究[J].航空发动机,2014,42(1):84-87. DIAO Yaopeng, WANG Shaobo. Experimental study on combustion performance of multiple incline holes cooling flame tube[J]. Aeroengine, 2014, 42(1): 84-87.

应用对燃烧性能的影响,为将多斜孔冷却技术应用于航空发动机燃烧室提供了技术基础。

1 多斜孔冷却技术及其应用

多斜孔冷却又称全覆盖气膜冷却、致密微孔壁冷却、开孔壁冷却等^[4-8],其原理是在火焰筒壁上打出大量的倾斜小孔,冷却空气通过数量众多的倾斜小孔在火焰筒壁的热侧形成全覆盖气膜。从传热学角度来看,多斜孔冷却的换热特点有:(1)背部换热增强,冷却孔进气抽吸火焰筒冷侧气体附面层;(2)冷却孔内孔进口区域换热增强;(3)大量倾斜小孔使得换热面积积极大增加;(4)在火焰筒热侧形成全气膜保护。相对于常规气膜冷却来说,多斜孔冷却的冷却孔密集得多,孔径也小得多,在热侧形成的气膜更均匀,对火焰筒壁面的覆盖更完全,从而明显地提高冷却效果,可节省 40% 的冷却气量,综合冷却效率可达 90%^[9]。

国外对多斜孔冷却技术的研究开展较早,目前已经得到实际应用。美国艾利逊公司在 ATDE 和 GMA500 燃烧室上采用多斜孔冷却技术,总壁温梯度是 50 ℃,表明有极大潜力延长火焰筒寿命^[4];美国 GE 公司在 GE90 燃烧室上采用了多斜孔冷却技术,在保证火焰筒壁温在材料的许用温度之内的前提下,大大减少了所需的冷却空气量^[10];F414 发动机燃烧室由 F412 和 F404 发动机燃烧室发展而来,采用先进的多孔气膜冷却方案,改进了气膜和核心流冷却,降低了火焰筒的温度,减少了热梯度和裂纹^[11-12];M88 发动机的主燃烧室与加力燃烧室也都采用了多斜孔冷却结构^[12];英国 RR 公司研制的 RB715 低污染轴向台阶式燃烧室也采用了多斜孔冷却方式,其燃烧室需要冷却的火焰筒面积比常规燃烧室的增加 15%,而该发动机可用于冷却的气流量反而减少 15%^[13-14]。

国内对多斜孔冷却技术的研究主要集中在基础研究方面,对其应用研究较少。张勃等数值研究了多斜孔冷却火焰筒和常规气膜冷却火焰筒的流动换热特性,发现采用多斜孔冷却方式后,火焰筒壁的冷却效果得到强化,冷却空气量比常规气膜冷却火焰筒的降低 23%^[15]。

2 试验设备

燃烧性能试验主要在燃烧室综合性能试验器上进行,主要由进气、排气、冷却气、燃料、冷却水、测量、

控制等系统组成,试验器原理如图 1 所示。

根据模化准则,燃烧室的进口温度要求与发动机真实状态一致,该温度高于空压站来流温度,这就需要空气进行加温,目前采用间接加温和直接加温相结合的方式,间接加温是将燃气通过回热器,利用高温余热对进气换热加温,达到预热空气的目的,其优点是不会改变空气的成分。直接加温是采用加温燃烧室直接向来流空气中喷入燃油燃烧,来达到准确的燃烧室进口温度。

燃烧室进口空气流量由安装在进气系统上的标准喷嘴测量,通过测量流量喷嘴前压力、温度和喷嘴前、后压差,利用该流量喷嘴的计算公式计算。燃烧室进口气流总压、总温和静压在试验件上测量,利用压力和温度受感部及压力变送器通过计算机进行采集和处理。燃烧室出口燃气温度由安装在后测量段摆动机构上的温度受感部测量。

出口测量段是 1 个水、气双冷高温自动扫描检测装置。旋转测量装置上布置 4 支温度受感部,沿径向有 5 个测点,每个测点位于等环面的中心;温度受感部沿周向通过转—停—转的方式测量 120 个位置。

燃烧室综合性能试验器拥有 1 套试验状态控制及数据采集和处理系统,所有的测量信号经过 1 次受感部和转换器的转换后最终接入数据采集系统,能保证试验状态的实时控制和所有试验数据的实时采集和计算。

3 多斜孔冷却火焰筒试验件

多斜孔冷却火焰筒与常规气膜冷却火焰筒相比仅火焰筒壁面的冷却孔的开孔方式不同。多斜孔冷却火焰筒的冷却孔物理开孔面积与常规气膜冷却火焰筒的相同。

根据火焰筒内、外壁的气流流动特点,对多斜孔冷却火焰筒的内、外壁分别进行设计。其冷却孔分布情况如图 2 所示。火焰筒外壁冷却孔采用切向入射的方式,冷却孔开孔方向与火焰筒内气流旋向一致,以延长气膜寿命并形成良好的全气膜覆盖。火焰筒内壁采用入射角 $\alpha=20^\circ$ 的方式。

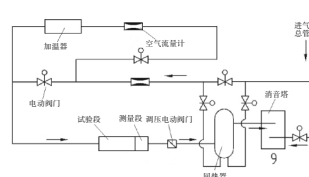


图1 试验器原理

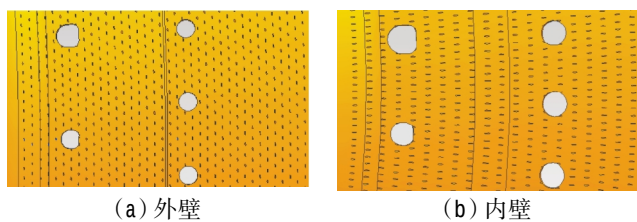


图 2 多斜孔冷却火焰筒

4 试验结果及分析

对多斜孔冷却火焰筒和常规气膜冷却火焰筒的燃烧性能进行了对比试验, 主要包括冷态流阻损失、火焰筒壁温、慢车贫油熄火、燃烧室出口温度场及燃烧效率试验。

4.1 冷态流阻损失试验

对装有多斜孔冷却火焰筒和常规气膜冷却火焰筒的燃烧室试验件分别进行了冷态流阻损失试验, 试验结果如图 3 所示。

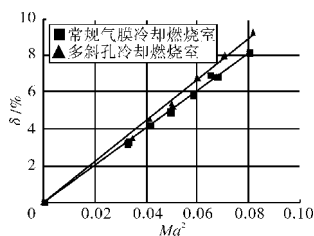


图 3 多斜孔冷却燃烧室的流阻损失

从图中可见, 装有多斜孔冷却火焰筒的燃烧室

冷态流阻损失要大于装有常规气膜冷却火焰筒的燃烧室的, 说明多斜孔冷却火焰筒的实际流通面积要小于常规气膜冷却火焰筒的。造成这一影响的原因是多斜孔冷却方式的冷却孔的流量系数要小一些。

由冷态流阻损失试验结果可知, 在后续的火焰筒壁温、燃烧室出口温度场和慢车贫油熄火试验中, 多斜孔冷却火焰筒用于冷却火焰筒壁面的冷却空气量要小于常规气膜冷却火焰筒的。

4.2 火焰筒壁温试验

在指定试验状态下, 对多斜孔冷却火焰筒和常规气膜冷却火焰筒进行了火焰筒壁温试验。火焰筒壁温试验采用在火焰筒内、外壁的外表面喷涂示温漆的方法来测定火焰筒壁面温度。

多斜孔冷却火焰筒的壁温试验结果如图 4 所示。从图中可见, 在火焰筒进口位置附近, 火焰筒壁温接近燃烧室进口温度, 火焰筒壁的最高温度均可达到约 850 °C, 低于火焰筒材料的许用温度。通过对比燃烧室出口温度分布和壁温试验结果, 发现火焰筒

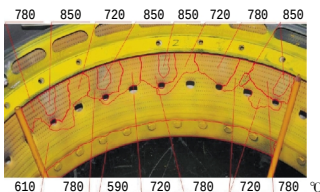


图 4 多斜孔火焰筒壁温

壁温的热区与温度场热区的周向分布位置一致。

常规气膜冷却火焰筒的壁温试验结果如图 5 所示。与多斜孔冷却火焰筒壁温试验结果相比, 2 种火焰筒壁面的最高壁温相同, 但由于常规气膜冷却火焰筒的最高壁温在火焰筒内部的气膜舌上(示温漆无法喷涂), 其最高温度比相同位置的火焰筒壁面温度高出约 100 °C。由此可知, 多斜孔冷却火焰筒的最高壁温要低于常规气膜冷却火焰筒的。通过对比还发现, 多斜孔冷却火焰筒的热区出现在主燃孔后, 可以对其进行局部冷却强化, 这样火焰筒的最高壁温将大幅度降低, 其温度分布将非常均匀。多斜孔冷却火焰筒的壁温梯度明显低于常规气膜冷却火焰筒的, 而壁温梯度是影响火焰筒寿命的关键因素, 因此, 采用多斜孔冷却方式的火焰筒的使用寿命更长。

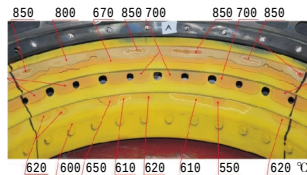


图 5 常规气膜冷却火焰筒壁温

根据冷态流阻损失试验结果可知, 多斜孔冷却火焰筒用于冷却的空气量要小于常规气膜冷却火焰筒的。可见, 多斜孔冷却方式优于常规气膜冷却方式。

4.3 慢车贫油熄火试验

在发动机慢车状态下, 对装有多斜孔和常规气膜冷却火焰筒的燃烧室试验件进行慢车贫油熄火试验, 试验结果见表 1。多斜孔冷却火焰筒的慢车贫油熄火油气比略低于常规气膜冷却火焰筒的, 二者的慢车贫油熄火特性相差不大, 都可以满足航空发动机慢车贫油熄火油气比不大于 0.005 的使用要求, 并且有一定裕度。

表 1 慢车贫油熄火试验结果

	F_{AR}	$m_f/(g/s)$	$m_o/(kg/s)$
常规气膜冷却火焰筒	45.57	10.42	0.00437
多斜孔冷却火焰筒	44.91	10.60	0.00424

4.4 温度场及燃烧效率试验

在指定试验状态下, 对装有多斜孔和常规气膜冷却火焰筒的燃烧室试验件进行温度场和燃烧效率试验, 试验结果见表 2。

表 2 温度场及燃烧效率试验结果

	T_{ODF}	$\eta/\%$
常规气膜冷却火焰筒	0.253/0.250	99.6/99.9
多斜孔冷却火焰筒	0.256/0.255	99.7/99.8

由试验结果可知:装有多斜孔冷却火焰筒的燃烧室出口温度分布系数为 0.25 左右,与常规气膜冷却火焰筒的大致相当,可以满足使用要求;燃烧效率在 99.5% 以上,也满足要求。

由冷态流阻损失试验结果可知,多斜孔冷却火焰筒的实际开孔面积小于常规气膜冷却火焰筒的,用于冷却火焰筒的空气量更少,可以适当的增加掺混空气量,进一步改善温度场情况。

5 结论

(1)多斜孔冷却具有冷却效率高、壁温梯度小、使用寿命长等优点,是 1 种非常先进的冷却技术。

(2)在冷却空气量减少的情况下,多斜孔冷却火焰筒的壁温情况要优于常规气膜冷却火焰筒的,其慢车贫油熄火特性、燃烧室出口温度场及燃烧效率与常规气膜冷却火焰筒的大致相当,并且有进一步优化的可能。

(3)多斜孔冷却方式可以作为常规气膜冷却火焰筒的替代方案,具有较大发展潜力。

参考文献:

- [1] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2008:156-182.
LIN Yuzhen,XU Quanhong,LIU Gaoen. Gas turbine combustor [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008:156-182. (in Chinese)
- [2] Lefebvre A H,Herbert M A. Heat transfer processes in gas turbine combustion chambers [J]. Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers,1960, 174(12):463-473.
- [3] 尉曙明. 先进燃气轮机燃烧室设计研发[M]. 上海:上海交通大学出版社,2014:129-138.
YU Shuming. Advanced gas turbine combustor design and development [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press,2014:129-138.

(in Chinese)

- [4] Colladay R S. Importance of combining convection with film cooling[R]. AIAA-72-0008.
- [5] Bazdidi-Tehrani F,Andrews G E. Full coverage discrete hole film cooling, investigation of the effect of variable density ratio [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1994,116:587-596.
- [6] Champion J L,Deshaies B. Experimental investigation of the wall flow and cooling of combustion chamber walls[R]. AIAA-95-2498.
- [7] Fric T F,Campbell R P,Rettig M G. Quantitative visualization of full-coverage discrete-hole film cooling[R]. ASME 97-GT-328.
- [8] Lefebvre A H. Flame radiation in gas turbine combustion chambers[J]. Journal of Heat and Mass Transfer,1984(9):1493-1510.
- [9] Ballal D R,Lefebvre A H. A proposed method for the calculating film-cooled wall temperatures in gas turbine combustion chamber[J]. Cranfield Report SME,1973(4):266-268.
- [10] Andrews G E,Alikhanpadeh M,et al. Small diameter film cooling holes: wall convection heat transfer[R]. ASME 86-GT-225.
- [11] Powel S F. On the leading edge: combining maturity and advanced technology on the F404 turbofan engine[R]. ASME 1990-GT-149.
- [12] 方昌德. 航空发动机的发展研究 [M]. 北京:航空工业出版社,2009:364-378.
FANG Changde. Development of aircraft engines[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2009:364-378. (in Chinese)
- [13] Kim H K,Moffat R J,Kays W M. Heat transfer to a full-coverage, film-cooled surface with compound angle hole injection [R]. NASA-CR-1979-3103.
- [14] Gerendas M,Hoschler K,Schilling Th. Development and modeling of angled effusion cooling for the BR715 low emission staged combustor core demonstrator[R]. AD-A-419282.
- [15] 张勃,吉洪湖,杨芳芳,等. 多斜孔壁与机加环气膜冷却燃烧室的壁面换热特性数值研究[J].航空动力学报,2012,27(4):832-836.
ZHANG Bo,JI Honghu,YANG Fangfang,et al. Numerical investigation of heat transfer characteristics of effusion cooling and machinery film cooling combustors[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(4):832-836. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)